



저작자표시-비영리-변경금지 2.0 대한민국

이용자는 아래의 조건을 따르는 경우에 한하여 자유롭게

- 이 저작물을 복제, 배포, 전송, 전시, 공연 및 방송할 수 있습니다.

다음과 같은 조건을 따라야 합니다:



저작자표시. 귀하는 원저작자를 표시하여야 합니다.



비영리. 귀하는 이 저작물을 영리 목적으로 이용할 수 없습니다.



변경금지. 귀하는 이 저작물을 개작, 변형 또는 가공할 수 없습니다.

- 귀하는, 이 저작물의 재이용이나 배포의 경우, 이 저작물에 적용된 이용허락조건을 명확하게 나타내어야 합니다.
- 저작권자로부터 별도의 허가를 받으면 이러한 조건들은 적용되지 않습니다.

저작권법에 따른 이용자의 권리는 위의 내용에 의하여 영향을 받지 않습니다.

이것은 [이용허락규약\(Legal Code\)](#)을 이해하기 쉽게 요약한 것입니다.

[Disclaimer](#)

공학석사 학위논문

유연부가물이 부착된 3차원 날개
후류 SPIV 계측을 이용한
와류 특성 연구

Study of vortex characteristics with SPIV
measurement of the wake of a three
dimensional wing with a flexible adduct

2017년 8월

서울대학교 대학원

조선해양공학과

신 진 우

유연부가물이 부착된 3차원 날개
후류 SPIV 계측을 이용한
와류 특성 연구

지도 교수 서 정 천

이 논문을 공학석사 학위논문으로 제출함

2017년 8월

서울대학교 대학원

조선해양공학과

신 진 우

신진우의 공학석사 학위논문을 인준함

2017년 8월

위 원 장 _____ (인)

부위원장 _____ (인)

위 원 _____ (인)

유연부가물이 부착된 3차원 날개 후류 SPIV 계측을 이용한 와류 특성 연구

초 록

캐비테이션 소음과 진동은 선박에서 중요하게 다뤄지는 문제 중 하나이다. 특히 날개 끝에서는 강한 와류운동으로 인해 압력 저하가 커져 그곳에서 캐비테이션이 먼저 발생한다. 이에 날개 끝 캐비테이션을 제어하려는 연구가 이어져 왔다. 프로펠러의 전통적인 형상의 변화로 캐비테이션의 초생을 낮추는 것은 한계가 있었다. 이에 날개 끝에 물 분사, 고분자 분사 장치를 추가하여 날개 끝 캐비테이션의 초생을 지연시키는 등의 연구가 진행되어 왔다. 그러나 이 방법들은 프로펠러 날개 안의 복잡한 구조를 요구하고 제작상의 어려움이 많았다. 본 연구에서는 유연부가물을 이용하여 3차원 날개 끝 캐비테이션을 제어하는 방법을 유동관점에서 연구하였다. 먼저 고속카메라 촬영을 통해서 3차원 날개의 캐비테이션 지연 효과를 검증하고, 후류에 대한 SPIV 계측을 통해 후류의 와류 특성에 대하여 알아보았다. 유연부가물은 후류 순환(Circulation)의 크기를 감소시켰다. 이로 인해 압력 저하의 크기가 감소하였고, 이는 날개 끝 캐비테이션 발생을 지연시켰다. 또한 감소된 순환의 잉여운동량은 후류방향 속도를 증가시켰다.

주요어 : tip vortex cavitation, flexible thread, stereo PIV, high speed camera, 3-D elliptic wing

학 번 : 2015-22865

목차

1. 서론	1
1.1 연구 배경.....	1
1.2 기존 연구.....	3
1.3 연구 목표.....	5
1.3.1 TVC(Tip Vortex Cavitation) 발생 원리	5
1.3.2 Rankine Vortex 모델	5
1.3.3 연구의 목표	7
2. 시험 설계.....	8
2.1 시험 설비.....	8
2.1.1 캐비테이션 터널	8
2.1.2 CNC 공작기계	9
2.2 시험 모델.....	11
2.2.1 모델 제원.....	11
2.2.2 유연부가물 선정	13
2.3 시험 조건.....	18
2.4 계측 장비.....	19
2.4.1 1D-LDV	19
2.4.2 SPIV 시스템.....	20

2.4.3 고속카메라.....	26
2.4.4 차압계.....	27
3. 시험 결과.....	29
3.1 고속카메라 관찰 결과.....	29
3.1.1 캐비테이션 발달에 따른 캐비티 두께 변화.....	29
3.1.2 유연부가물 길이 별 캐비테이션 지연 효과.....	31
3.2 균일 유동 계측을 통한 불확실성 해석.....	33
3.2.1 균일 유동 계측.....	33
3.2.2 모델 유무에 따른 균일 유동 계측.....	35
3.3 SPIV 시험 결과.....	36
3.3.1 받음각 유무에 따른 후류 SPIV 시험 결과.....	36
3.3.2 유연 부가물 길이 별 후류 SPIV 시험 결과.....	38
3.3.3 데이터 후처리 방법.....	41
3.3.4 SPIV 시험 결과 - 유속에 따른 순환(Circulation) 변화.....	43
3.3.5 SPIV 시험 결과 - 유속에 따른 보텍스 중심부의 후류 방향 속도 변화.....	45
3.3.6 SPIV 시험 결과 - 유속에 따른 보텍스 중심부 면적 변화.....	47
4. 결론.....	49
5. 참고문헌.....	51

Abstract.....	54
---------------	----

그림 목차

Figure 1 날개 끝 캐비테이션 제어를 위한 방법 (Platzer & Souders, 1979).....	2
Figure 2 고분자 분사를 이용한 3차원 날개의 날개 끝 캐비테이션 제어 (Yakushiji, 2009)	4
Figure 3 유연부가물에 의한 프로펠러 날개 끝 캐비테이션 제어 (Park, 2013).....	4
Figure 4 유연부가물의 날개 끝 보텍스 캐비테이션 지연 효과	7
Figure 5 서울대학교 캐비테이션 터널	8
Figure 6 서울대학교 CNC 공작기계.....	9
Figure 7 서울대학교 CNC 공작기계 제원.....	10
Figure 8 3차원 날개 형상	11
Figure 9 제작된 3차원 날개 모형	12
Figure 10 날개 끝 캐비테이션 초생 후 부착 위치 (Christopher 1998).14	
Figure 11 보텍스 강도(a) 및 보텍스 반경(b) (Fruman 1992).....	15
Figure 12 날개 끝 캐비테이션 초생 $x/c = 0.15$ (Maines & Arndt 1993)	17
Figure 13 LDV의 개략도 (Dantec Dynamics).....	19
Figure 14 SPIV 시험 구성 개략도.....	20

Figure 15 SPIV 시험 구성.....	21
Figure 16 CCD 카메라 & Tilt 렌즈	22
Figure 17 Dual pulse Nd-YAG 200mJ 레이저.....	22
Figure 18 추적입자 (S-HGS, 10 μ m).....	23
Figure 19 쌍평면형 캘리브레이션 타겟	23
Figure 20 고속카메라 촬영 시험 구성도	26
Figure 21 고속카메라 FASTCAM Mini UX50 (photron)	26
Figure 22 차압 유속계측 시스템 개략도	27
Figure 23 validyne 센서, 앰프, DAQ.....	28
Figure 24 캐비테이션 발달에 따른 캐비티 두께 변화	29
Figure 25 유속에 따른 캐비티 두께 변화.....	30
Figure 26 유연부가물 길이 별 캐비테이션 지연효과.....	31
Figure 27 균일 유동 계측 시 터널 내 유속	33
Figure 28 모델 유무에 따른 터널 내 유속.....	35
Figure 29 받음각 유무에 따른 후류 SPIV 시험 결과.....	36
Figure 30 유연부가물 길이 별 후류 SPIV 시험 결과 (w/o, 25mm 유연 부가물).....	38
Figure 31 유연부가물 길이 별 후류 SPIV 시험 결과 (55mm, 85mm 유 연부가물).....	39
Figure 32 데이터 후처리 시 탐색영역 설정	41

Figure 33 유속에 대한 순환의 크기 비교 그래프.....	44
Figure 34 유속에 대한 보텍스 중심에서의 후류 방향 속도 비교 그래프	46
Figure 35 유속에 따른 보텍스 중심부 면적 비교 그래프	48

표 목차

Table 1 서울대학교 캐비테이션 터널 제원.....	8
Table 2 3차원 날개 제원	11

1. 서론

1.1 연구 배경

캐비테이션의 소음과 진동은 선박에서 중요하게 다뤄지는 문제 중 하나이다. 군함 및 잠수함에서 캐비테이션의 초생은 작전 능력과 직결된다. 특히 날개 끝에서는 강한 와류운동으로 인해 압력차가 커져서 캐비테이션의 초생이 빠르다. 대부분의 프로펠러 설계자들은 캐비테이션의 초생을 지연시키기 위하여 피치비(Pitch ratio)를 조절하여 원하는 전진비에서 초생 캐비테이션 수가 낮게 되도록 설계한다. 그러나 프로펠러 형상의 변화만으로 초생 캐비테이션 수를 낮추는 것은 한계가 있다. 그래서 많은 연구자들에 의해서 프로펠러에 추가적인 장치를 이용하여 날개 끝 캐비테이션을 제어하려는 노력이 이어져 왔다. Platzer & Sounder(1979)는 날개 끝 캐비테이션(Tip vortex cavitation) 초생을 지연시키고자 날개 끝에 부착물을 추가하거나 형상을 변경한 다양한 방법을 Figure 1과 같이 제안하였다. Yakushiji(2009)는 3차원 날개에 대한 물분사 및 고분사 분사를 이용한 캐비테이션 지연효과에 대하여 연구한 바 있으며, 이창섭(2010)은 물 분사를 통한 프로펠러 날개 끝 캐비테이션 지연효과를 확인하였다. 그러나 분사식 캐비테이션 제어 기술은 분사구의

위치와 분사량에 따라 캐비테이션 지연효과에 차이가 있으며, 프로펠러 내부에 복잡한 구조로 인하여 제작이 까다롭다는 단점이 있다. Park(2014)은 날개 끝에 유연부가물을 부착하여 프로펠러 캐비테이션 초생을 지연하고자 하였으며 합사의 종류에 따른 초생효과를 연구하였다.

본 연구에서는 유연부가물을 이용하여 3차원 날개의 캐비테이션 지연 효과를 검증하고, 후류에 대한 PIV 계측을 통해 후류의 와류 특성에 대하여 알아보았다.

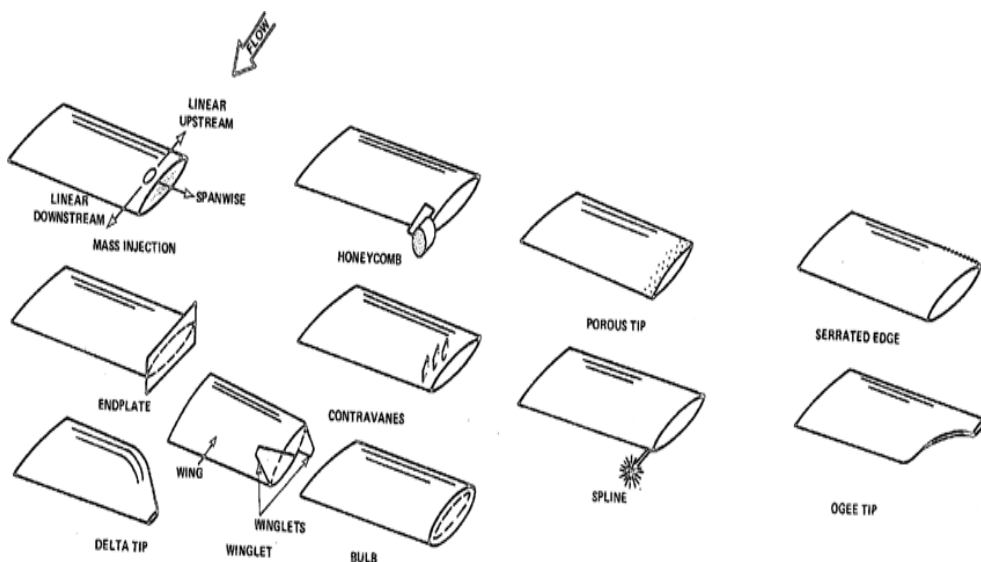


Figure 1 날개 끝 캐비테이션 제어를 위한 방법 (Platzer & Souders, 1979)

1.2 기존 연구

3차원 날개는 많은 연구자들로 하여금 유동에 대한 이해를 높이는데 사용되었다. Arndt(1991)는 3차원 날개에 대하여 날개 끝 캐비테이션 관측 및 소음 계측을 통하여 날개 끝 캐비테이션의 특성을 실험적으로 연구 하였다. 또한 용존산소량과 물의 표면장력을 같이 계측한 날개 끝 캐비테이션 관측실험을 진행한 바 있다. Timothy & Virendra(1993)는 3차원 날개에 대한 유선 가시화 시험을 수행하였다. Chow(1997)는 7공 피토관을 이용하여 3차원 날개 후류를 계측하였으며, Ramaprian & Zheng(1997)은 3D LDV를 이용하여 날개 끝 유동을 관찰하였다. Michael(2015)은 SPIV를 이용하여 3차원 날개의 후류를 관측하였고 Load cell을 이용하여 항력을 측정하였다. 이를 통해 3차원 날개 끝으로부터 유기되는 순환(Circulation)의 크기가 전체 순환의 크기의 50% 정도라고 주장했고, 이를 통하여 보텍스의 세기와 크기를 구하였다. Yakushiji(2009)는 Figure 2와 같이 3차원 날개에 물분사 및 고분자 분사를 이용한 날개 끝 캐비테이션 지연에 관한 연구를 수행하였고, 이창섭(2010)은 프로펠러 날개에 물분사를 적용하여 날개 끝 캐비테이션 지연 효과를 확인하였다.

물 분사 및 고분자 분사를 이용한 방법은 제작 및 설치가 까다롭다는 단점이 있으며, 이를 극복하기 위해 Park(2013)은 Figure 3과 같이 프로펠러 날개 끝에 유연부가물을 적용하는 새로운 방법을 제안하였다.

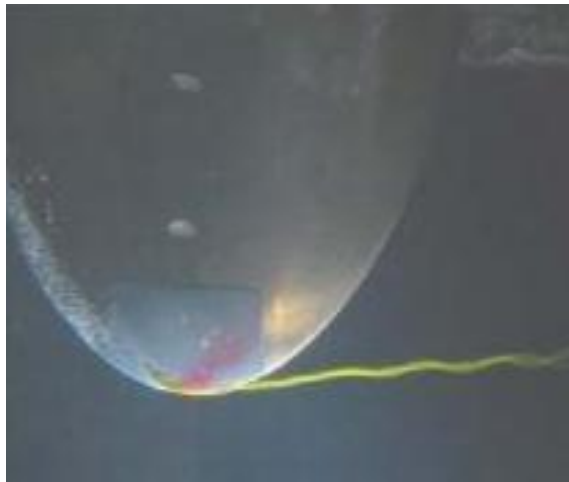


Figure 2 고분자 분사를 이용한 3차원 날개의 날개 끝 캐비테이션 제어 (Yakushiji, 2009)

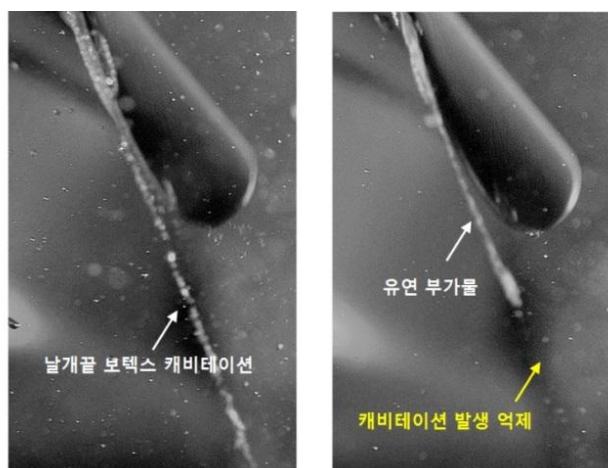


Figure 3 유연부가물에 의한 프로펠러 날개 끝 캐비테이션 제어 (Park, 2014)

1.3 연구 목표

1.3.1 TVC(Tip Vortex Cavitation) 발생 원리

날개 끝 캐비테이션(TVC)의 가장 큰 원인은 날개 끝에서 발생하는 강한 보텍스이다. 날개 끝 보텍스의 세기(γ')는 순환(circulation Γ)의 반경방향 변화율로 표현된다.

$$\gamma' = -\frac{\partial \Gamma}{\partial r}$$

날개 끝 순환이 일반적으로 3차원 날개에서 순환은 반경방향으로 타원형 분포를 갖게 되고 이러한 경우 반경방향 미분값이 날개 끝에서 무한대가 된다. 날개 끝 보텍스의 세기가 크면 주위의 속도가 커지고 압력강하를 유도하여 주위 압력이 증기압과 같아지면 캐비테이션이 발생한다.

1.3.2 Rankine Vortex 모델

Rankine vortex 모델은 일반적으로 보텍스가 지배적인 유동을 설명할 때 사용되는 모델로서 와도가 일정하다고 가정한다. 보텍스 반경이 a , 보텍스의 세기를 순환 Γ 이라고 한다면 속도성분은 다음 식 (1)과 같이 표현될 수 있다.

$$u_{\theta} = \frac{\Gamma}{2\pi a^2} r = kr \quad (k = \omega = \frac{\Gamma}{2\pi a^2}) \quad (1)$$

$$u_r = 0$$

이를 정상상태 Euler 방정식에 적용하면 다음 식(2)와 같이 표현된다.

$$\frac{dp}{dr} = \rho \frac{u_{\theta}^2}{r} \quad (2)$$

이는 임의의 위치에서 보텍스 중심부로 갈수록 압력의 기울기가 커진다는 것을 의미하고 압력이 가장 낮아지는 보텍스 중심부로부터 캐비테이션이 발생하게 된다.

1.3.3 연구의 목표

따라서 본 연구에서는 3차원 날개를 대상으로 유연부가물의 효과에 대하여 알아보았다. 연구의 방법으로서 고속카메라를 이용한 유연부가물의 거동 및 캐비테이션 초생과 발달을 관찰하였고 stereo PIV를 이용하여 후류 유동장을 계측하여 보텍스의 세기, 순환(Γ) 보텍스 크기(S_{core}), 그리고 보텍스 중심부에서 x 방향 속도를 구하여 유연부가물의 부착 유무와 길이 별로 비교해 보았다.

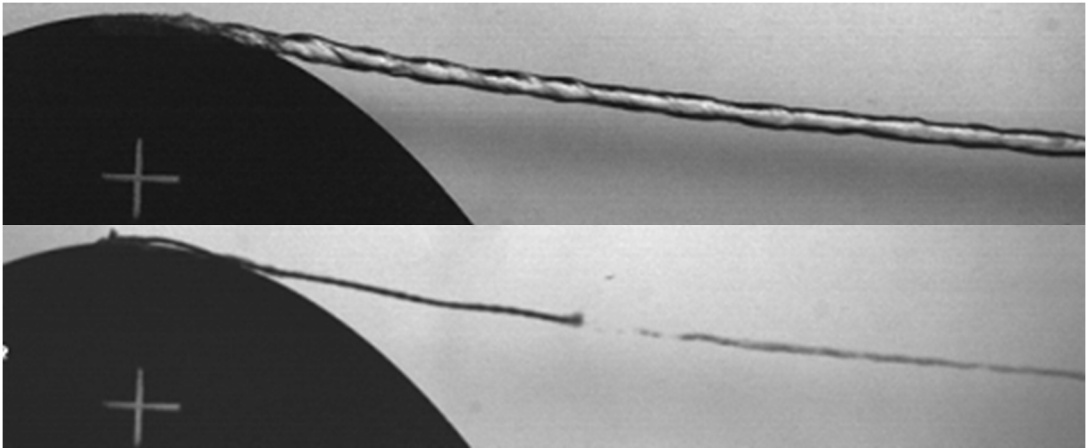


Figure 4 유연부가물의 날개 끝 보텍스 캐비테이션 지연 효과

2. 시험 설계

2.1 시험 설비

2.1.1 캐비테이션 터널

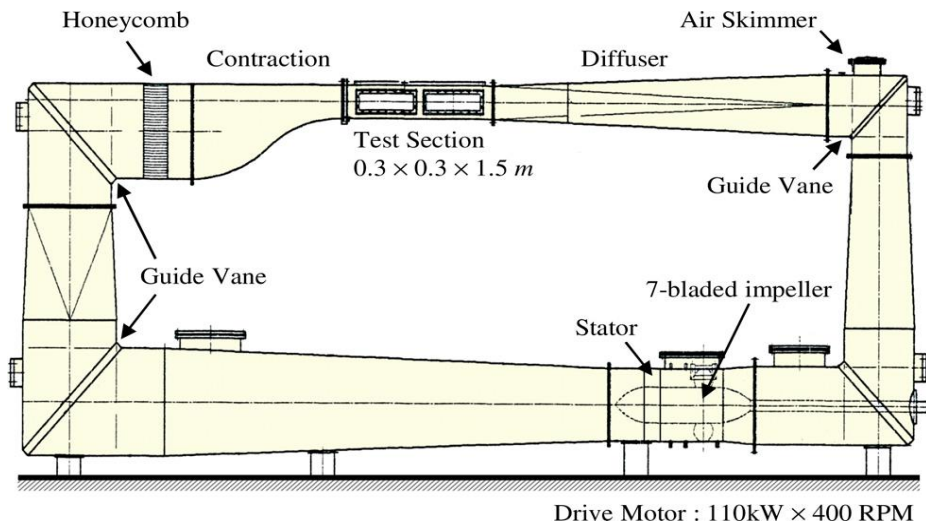


Figure 5 서울대학교 캐비테이션 터널

구분	제원
길이 * 높이	9.03m * 3.33m
재질	스테인레스 강
계측부 최대유속	13.5m/s
압력범위	0.15~3.0 bar
관측부	300mm*300mm

Table 1 서울대학교 캐비테이션 터널 제원

본 연구에서의 시험은 서울대학교 캐비테이션 터널에서 수행되었다. 캐비테이션 터널의 개략도는 Figure 5이고 제원은 Table 1과 같다. 최고 유속은 13.5m/s 이다. 관측부의 길이는 1.5m, 단면은 한 변의 길이가 0.3m의 정사각형이다. 임펠러는 110kW 용량의 모터에 연결되어 있고 임펠러의 캐비테이션 발생을 억제하기 위해 관측부 3.5m 아래에 위치해 있다. 임펠러에서 전달된 에너지는 터널 안 유체를 가속시키고 honeycomb에서 정류된 유체는 수축부를 지나 관측부에 이른다.

2.1.2 CNC 공작기계



Figure 6 서울대학교 CNC 공작기계

프로펠러 5축 가공기	
모델명	LCV-50A
테이블 크기	1.52 m
주축 회전수	300 ~ 10,000 RPM
최대 이송거리	X축 : 0.80 m
	Y축 : 0.52 m
	Z축 : 0.52 m
최대 적재중량	800 kg

Figure 7 서울대학교 CNC 공작기계 제원

본 연구에 사용된 3차원 날개는 프로펠러 및 다양한 형상에 대한 CNC 작업이 가능한 Figure 6의 5축 CNC 공작기계를 이용하여 제작되었다. CNC 공작기계의 제원은 Figure 7과 같다. 운용에 사용되고 있는 CAD/CAM 프로그램은 독일 오픈마인드 사(OPEN MIND S/W Tech GmbH)의 HyperCAD/Mill이다. 최대 800mm 지름을 갖는 프로펠러까지 제작 가능하며, 가공오차는 0.01mm이다.

2.2 시험 모델

2.2.1 모델 제원

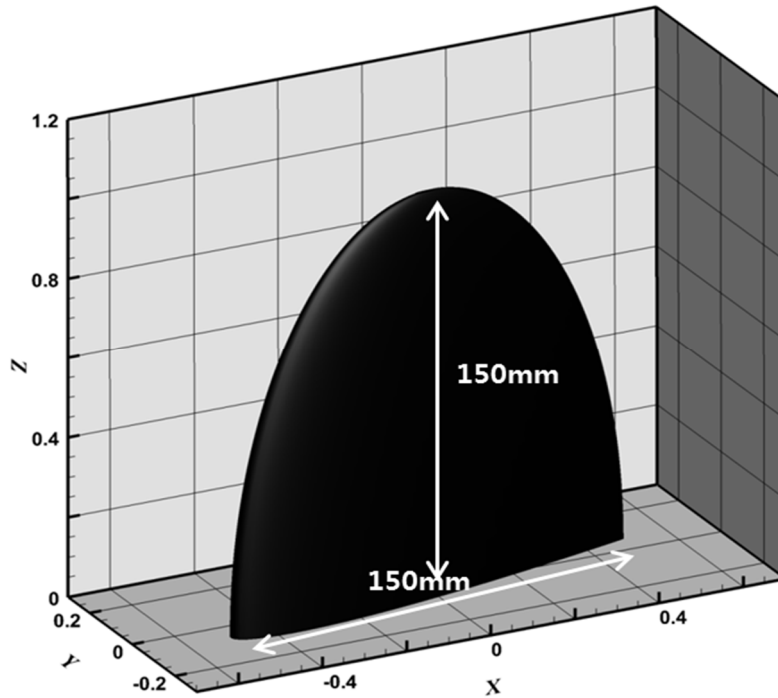


Figure 8 3차원 날개 형상

Sectional shape	NACA 0012
Max. cord length(at $Z=0$)	150.00
Max. height	150.00
Max. thickness	18.00
Planform	Elliptic

Table 2 3차원 날개 제원

시험 모델은 단면이 NACA0012로 코드 방향 길이 150mm 스패방
향길이 150mm로 제작되었다. 본 연구에서는 날개 끝의 유동이 중
요하기 때문에 가장 유동이 균일할 것이라고 생각되는 터널 단면
의 중앙에 날개 끝이 위치하도록 설계하였다. 모델은 서울대학교
CNC 공작기계에서 제작되었으며, 날개 끝은 둥글게 처리하였다.
SPIV 시험 시에 빛의 반사를 막기 위해 무광 검은색으로 아노다이
징(Ano-dizing) 처리하였다.



Figure 9 제작된 3차원 날개 모형

2.2.2 유연부가물 선정

1) 부착물 종류

유연부가물은 1차원 형상으로 무수히 많은 점들의 집합과 같다. 따라서 보텍스와 입자의 상호작용을 살펴보면 그 거동을 유추할 수 있는데, 유체보다 밀도가 큰 입자는 원심력에 의해 보텍스 중심에서 멀어지고, 유체보다 밀도가 작은 입자는 구심력에 의해 보텍스 중심으로 들어온다. 마치 커피를 탈 때, 크레마를 휘저을 때 크레마의 공기방울들이 커피잔 가운데로 몰려드는 것과 같은 원리이다. 따라서 유연부가물의 밀도는 물의 밀도보다 작은 재료를 선택하여야 한다. 따라서 물보다 밀도가 작은 dyneema 합사를 종류로 선택하였다. dyneema의 밀도는 $0.97\text{g}/\text{cm}^3$ 이고 인장강도는 2.4Gpa 이다.

Park(2014)은 밀도가 $7.86\text{g}/\text{cm}^3$ 로 크고 인장강도는 7.95Gpa 인 고강도 와이어와 dyneema 합사를 이용하여 프로펠러에 대한 TVC 저감 시험을 하였다. 강도가 있는 와이어보다 유연한 dyneema 합사를 이용하였을 때 더 TVC 저감의 효과가 좋았기 때문에 본 연구에서도 dyneema 합사를 선택하였다.

2) 부착 위치

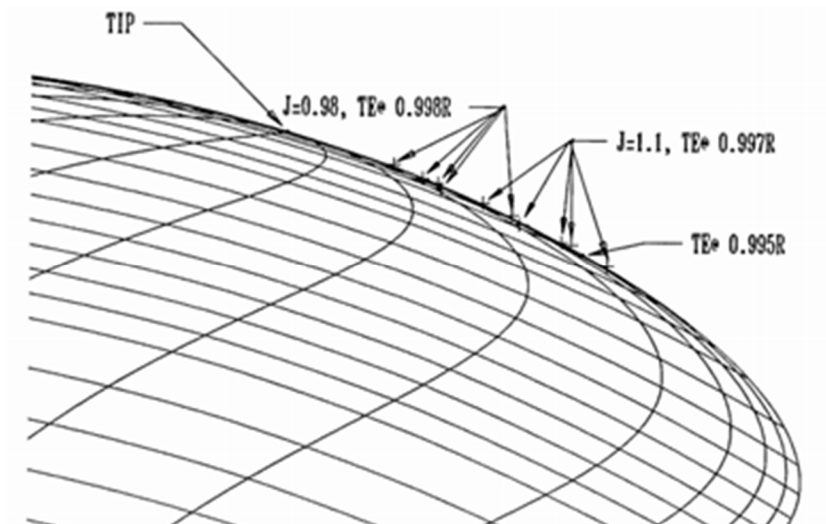
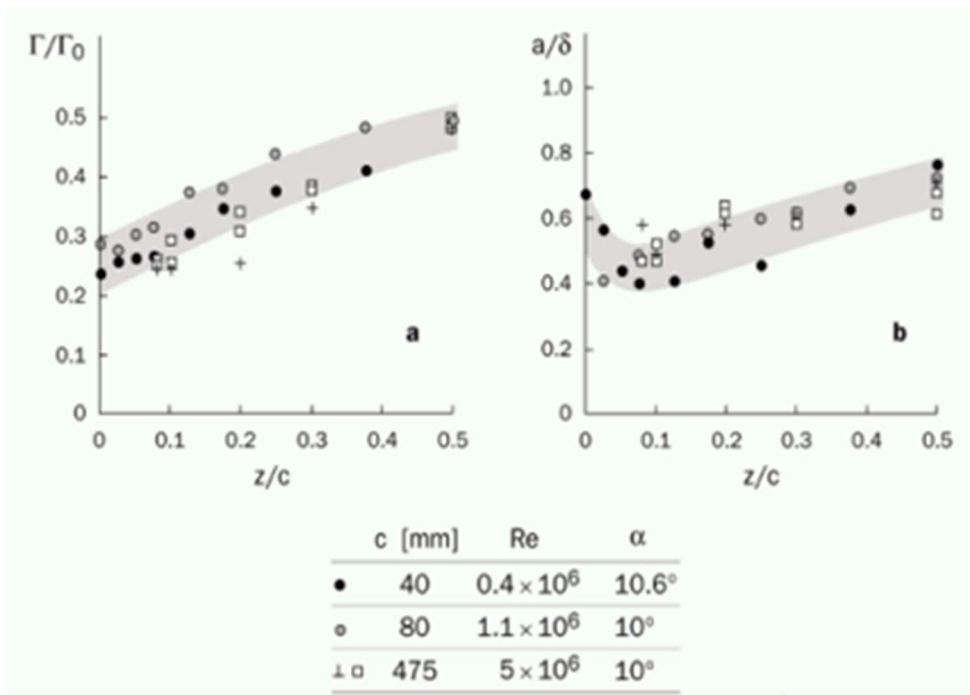


Figure 10 날개 끝 캐비테이션 초생 후 부착 위치 (Chesnakas 1998)

Chesnakas(1998)에 의하면 날개 끝 캐비테이션의 초생 후 날개에 부착되는 위치가 날개 반경(R)로 무차원화 하였을때, 0.995R에서 0.998R 사이인 것을 보인 바 있다.

따라서 부착물의 위치는 부착 가능한 범위를 고려하여 0.95R 에서 0.99R로 정하였다.

3) 부착 직경



Local vortex intensity(a) and vortex core radius(b)
(Fruman et al(1992), "Tip vortex roll-up and cavitation")

Figure 11 보텍스 강도(a) 및 보텍스 반경(b) (Fruman 1992)

Fruman(1992)은 보텍스 반경이 $z/c = 0.1$ 위치에서 보텍스 세기가 (a)가 최소가 되고 이때의 보텍스 반경(b)는 다음 식(3)과 같이 표현됨을 보였다.

$$\frac{b}{\delta} = 0.4 \sim 0.6 \quad (3)$$

3 차원 날개를 평판으로 가정하고 Schlichting(1987)의 난류 경계층에 대한 식(4)을 이용하여 난류 경계층 두께(δ)를 구하였다. 이를 대입하여 보텍스 반경과 경계층 두께를 구하였다.

$$\frac{\delta}{c} = 0.37 \left(\frac{V_c}{v} \right)^{-0.2} = \frac{0.37}{Re^{0.2}} \quad (4)$$

구한 보텍스 반경의 크기에 30%정도의 두께인 0.5mm 굵기의 부착물을 부착하였다.

4) 부착 길이



Figure 12 날개 끝 캐비테이션 초생 $x/c = 0.15$ (Maines & Arndt 1993)

Maines & Arndt(1993)는 날개 끝 캐비테이션의 초생이 코드길이(c)로 무차원화 하였을 때 후류 $x/c = 0.15$ 지점에서 초생한다는 것을 보였다.

본 연구에서는 유연부가물의 길이 별 영향을 확인하기 위해서 초생하는 위치 35mm를 기준으로 10mm, 25mm , 55mm, 85mm 총 네가지 길이에 대하여 시험하였다.

2.3 시험 조건

캐비테이션 관찰 시험은 임펠러의 회전수를 20RPM씩 올려가며 수행하였고, 3차원 날개의 받음각은 3가지 종류에 대하여 시험하였다. 유연부가물이 없을 때를 포함한 총 5가지 길이에 대하여 시험하였다.

시험 시 캐비테이션 터널 내부의 물 온도는 10~15℃ 이었으며, 용존 산소량(DO)는 80~90% 였다.

- ❖ 유속(m/s) : 3.9, 4.6, 5.3, 6.0, 6.7, 7.0, 7.4
- ❖ 받음각(degree) : 7, 8, 9
- ❖ 유연부가물의 길이(mm): w/o thread, 10mm, 25mm, 55mm, 85mm

- ❖ 터널 내부 물의 온도 : 10 ~ 15 °C
- ❖ 터널 내부 용존산소량(DO content) : 80 ~ 90 %
- ❖ Reynolds 수 : $8.7 \times 10^5 \sim 1.58 \times 10^6$

(코오드 길이로 무차원화)

2.4 계측 장비

2.4.1 1D-LDV

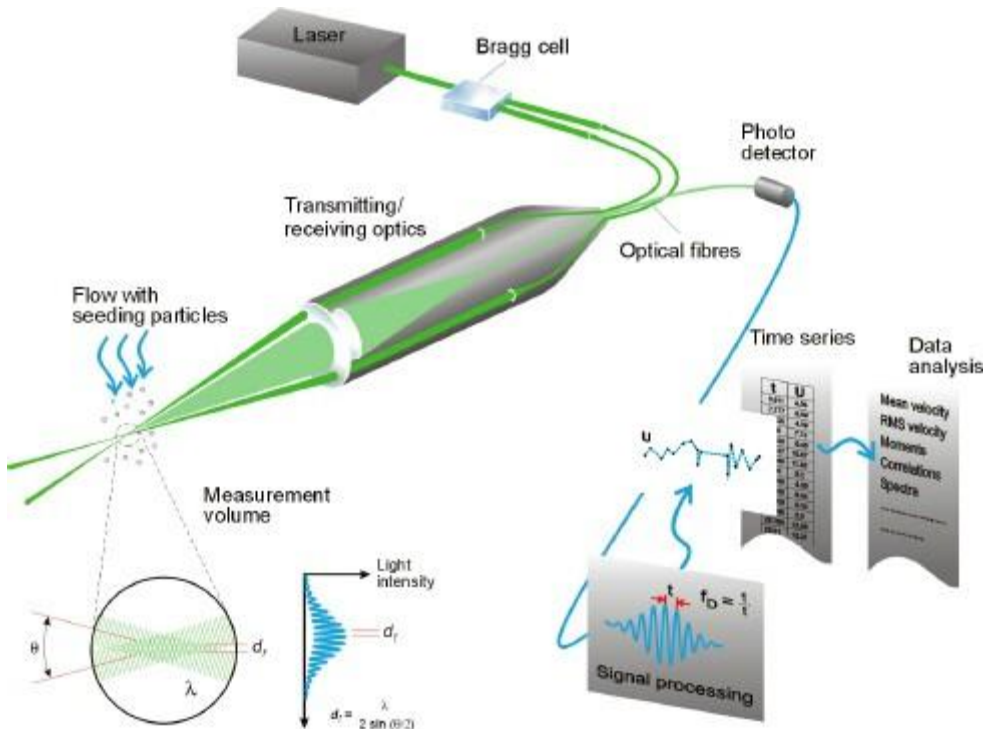


Figure 13 LDV의 개략도 (Dantec Dynamics)

LDV는 두 개의 레이저광을 지나가는 입자에 의한 도플러 효과를 이용하여 유속을 계측하는 장비이다. 시험에 사용된 LDV는 Dantec dynamics사의 1D LDV이다. 이를 이용하여 터널 단면 중앙의 유속을 계측하였다. 계측은 Dantec dynamics사의 BSA Flow Software 5.2v으로 50Hz의 주파수로 기록되었다.

2.4.2 SPIV 시스템

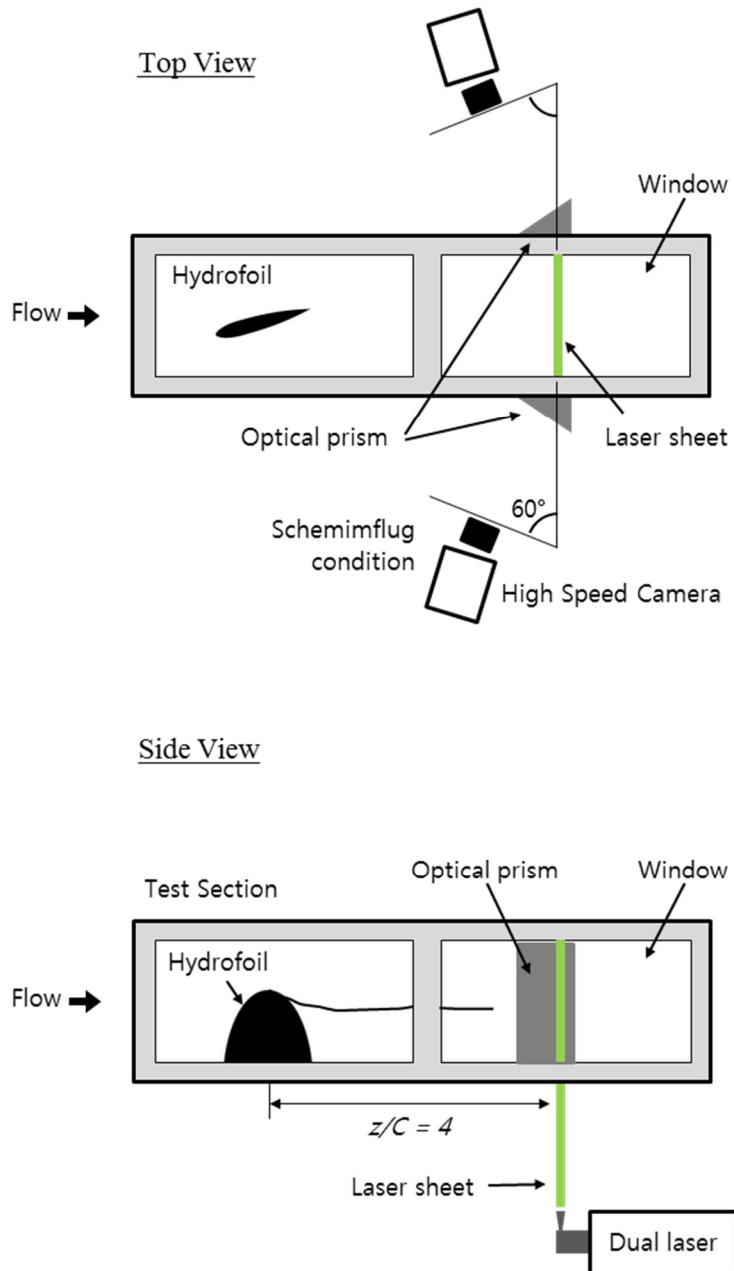


Figure 14 SPIV 시험 구성 개략도

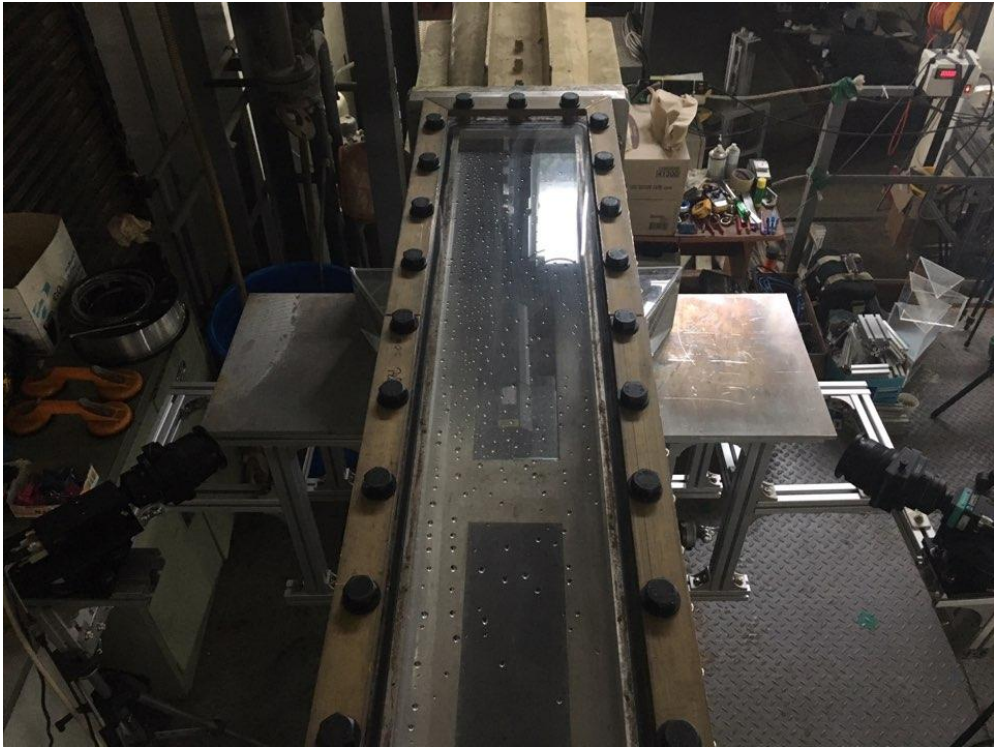


Figure 15 SPIV 시험 구성

1) SPIV setup에 사용된 장비:

- LASER : 200 mJ dual Nd:Yag laser (pulse rate: 15 Hz per each laser head)
- Camera : 1600 * 1200 pixel camera (2M pixel) * 2ea
- Lens : PC MICRO NIKKOR 1/2.8D 85mm Tilt,Shift lens
- Seed particle : Silver coated Glass bead hollow (10 μ m)
- Analysis Software : Dantec Dynamic Studio V5.1
- Calibration target : multi level 75*95mm (z=0, +2)



Figure 16 CCD 카메라 & Tilt 렌즈



Figure 17 Dual pulse Nd-YAG 200mJ 레이저



Figure 18 추적입자 (S-HGS, 10 μ m)



Figure 19 쌍평면형 캘리브레이션 타겟

2) 시험조건

- Double frame / Double exposure PIV
- 10-bit gray image with a sampling rate of 10 Hz
- field of view : $112 \times 46 \text{ mm}^2$
- Time interval, $\Delta t = 60\mu\text{s}$

SPIV 시험은 두 번의 레이저 광선 노출에 순간적으로 두 번의 촬영을 하는 Double frame / Double exposure 으로 촬영하였으며 10 비트의 흑백영상을 초당 10번 취득하였고, 총 150쌍의 사진을 취득하였다. 2개의 카메라가 공통적으로 보고 있는 영역인 Field of View는 $112 \times 46 \text{ mm}^2$ 였으며, 동기화 장치에 의한 프레임간 시간 간격은 $60\mu\text{s}$ 였다.

3) 해석방법

- Adaptive Correlation
 - ▶ Interrogation window 32 x 32 pixels / 50% overlap
 - ▶ low pass filter / Median filter
- Vector average
- 3D reconstruction oversampling rate: 1.5

SPIV 해석에 사용된 소프트웨어는 Dantec Dynamics A/S 의 Dynamic Studio V5.1이다. 취득한 이미지로부터 벡터를 구하기 위하여 cross-correlation에서 미소조사영역의 크기를 적당하게 바꿔 주는 개량이 된 Adaptive-correlation 기법을 사용하였다. 에러벡터의 제거를 위해 Median filter를 사용하였고, 해석된 150쌍의 벡터에 평균을 취하여 oversampling rate 50%로 3차원 재구성하였다.

2.4.3 고속카메라

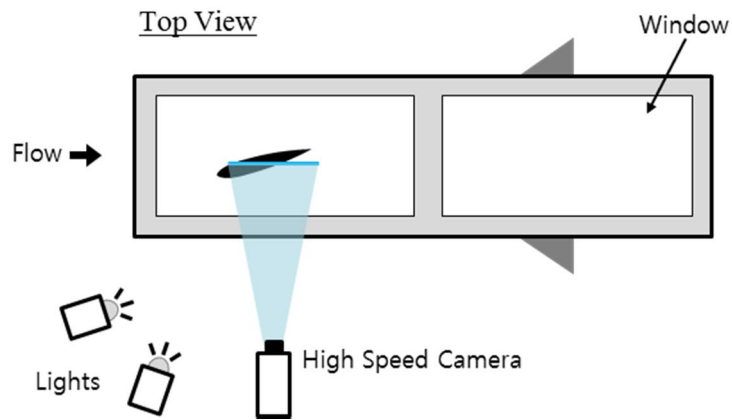


Figure 20 고속카메라 촬영 시험 구성도



Figure 21 고속카메라 FASTCAM Mini UX50 (photron)

고속카메라 촬영 시 시험 셋업의 개략도이다. 시험에 사용된 고속 카메라는 Photron(San diego, CA) 사의 FASTCAM Mini UX50 – 4Gb 모델이었다. 정면에서 Nikon Nikkor 105mm 렌즈로 촬영하였으며, 촬영 시 Field of View는 $142 \times 35 \text{ mm}^2$ (1280 x 296 pixels)이고 초당 8000 프레임의 속도로 촬영하였다. 촬영시간은 0.9초 였다.

2.4.4 차압계

Validyne Engineering(Northridge, CA) 사의 차압센서 DP 15 -46 센서와 앰프 CD15를 사용하였다. 또한 National Instrument(Austin, TX) 사의 USB DAQ NI USB-6341를 이용하여 값을 받았고, LABVIEW를 이용하여 10000Hz의 취득속도로 베르누이 방정식을 실시간 계산하여 터널의 유속을 계측하였다. 계산식은 식 (5)와 같이 표현된다.

Cavitation tunnel

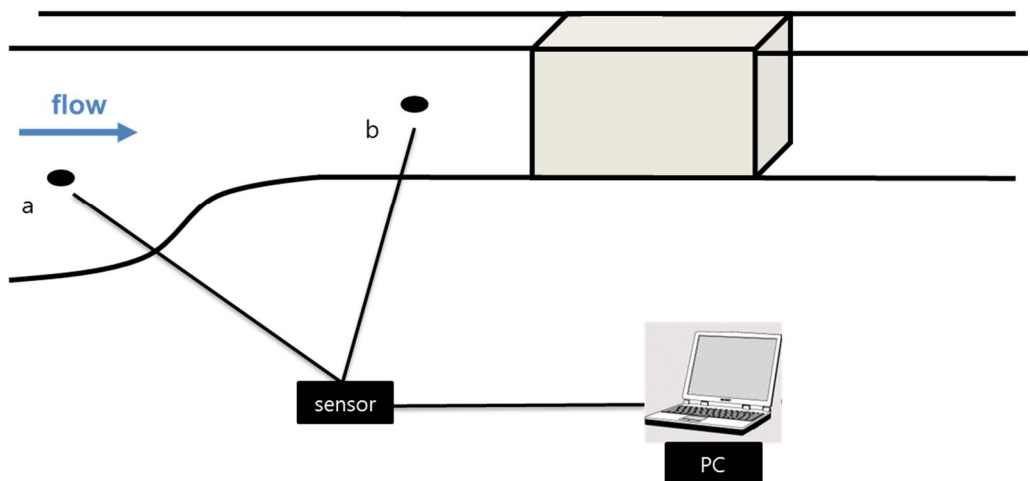


Figure 22 차압 유속계측 시스템 개략도

$$V_b = \sqrt{\frac{(P_a - P_b) + \rho g(h_a - h_b)}{\frac{1}{2}\rho\left(1 - \frac{A_b^2}{A_a^2}\right)}} \quad (5)$$

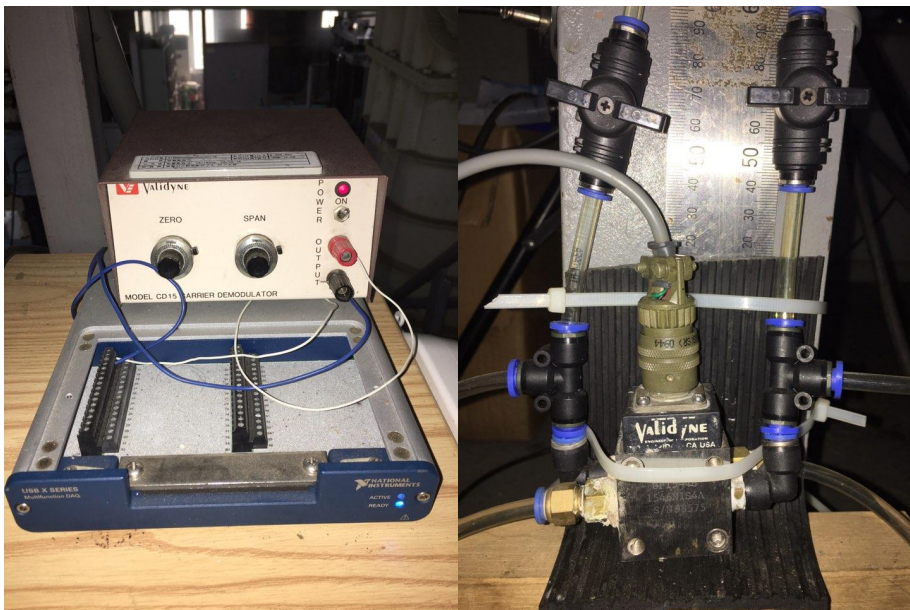


Figure 23 validyne 센서, 앰프, DAQ

3. 시험 결과

3.1 고속카메라 관찰 결과

3.1.1 캐비테이션 발달에 따른 캐비티 두께 변화

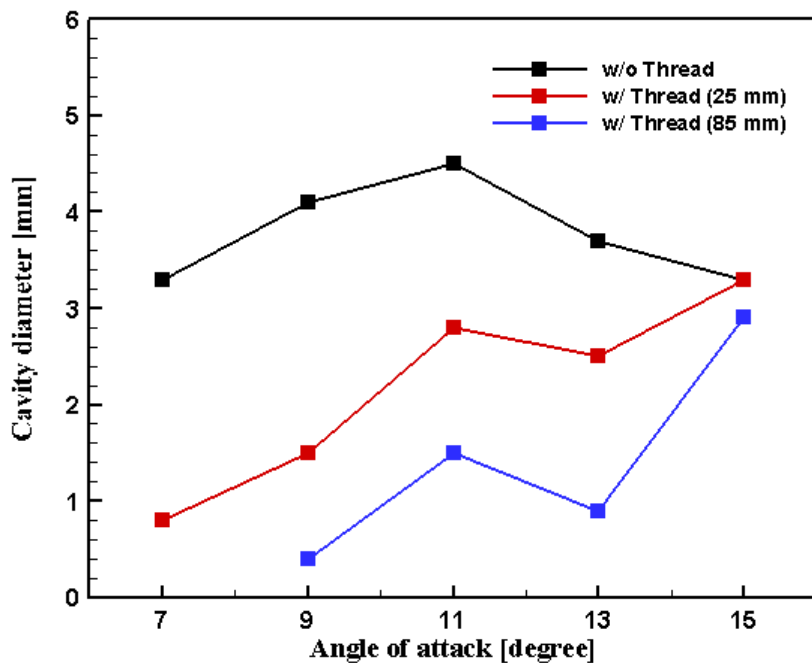


Figure 24 캐비테이션 발달에 따른 캐비티 두께 변화

고속카메라 관찰 결과 캐비테이션이 발달할수록 두께가 굽어지는 특성이 있었다. 또한 유연부가물의 길이가 길수록 발생한 캐비티의 두께가 작아진 것을 확인할 수 있었다.

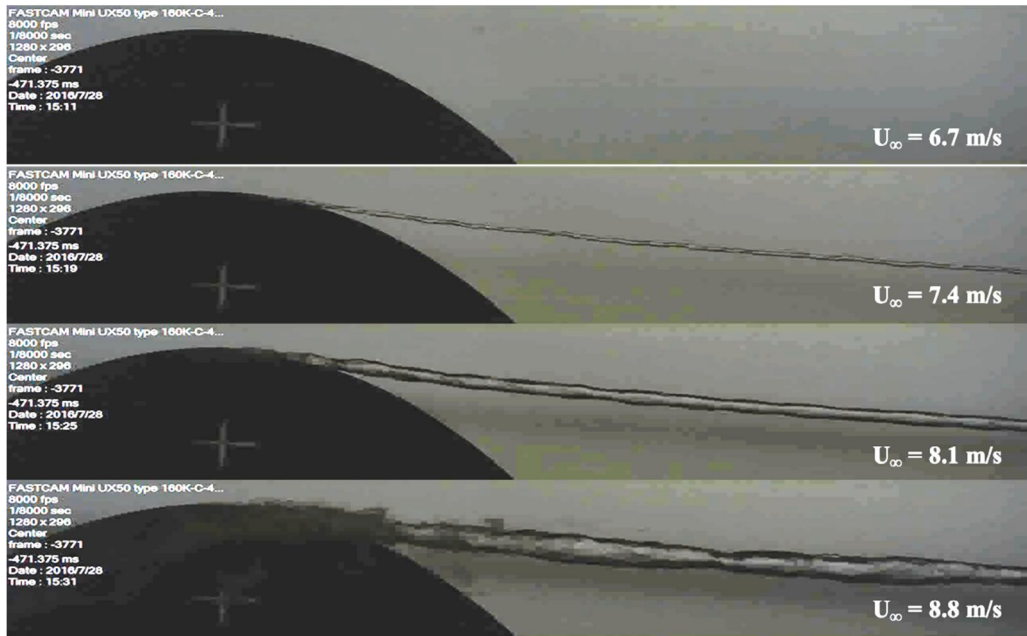


Figure 25 유속에 따른 캐비티 두께 변화

유속이 커짐에 따라 와동이 강해지고 강한 와동은 압력강하를 유도하여 캐비티의 두께가 두꺼워진다. 고속카메라 관찰을 통해 이를 확인할 수 있었고, 유연부가물의 거동 또한 관찰할 수 있었다.

3.1.2 유연부가물 길이 별 캐비테이션 지연 효과

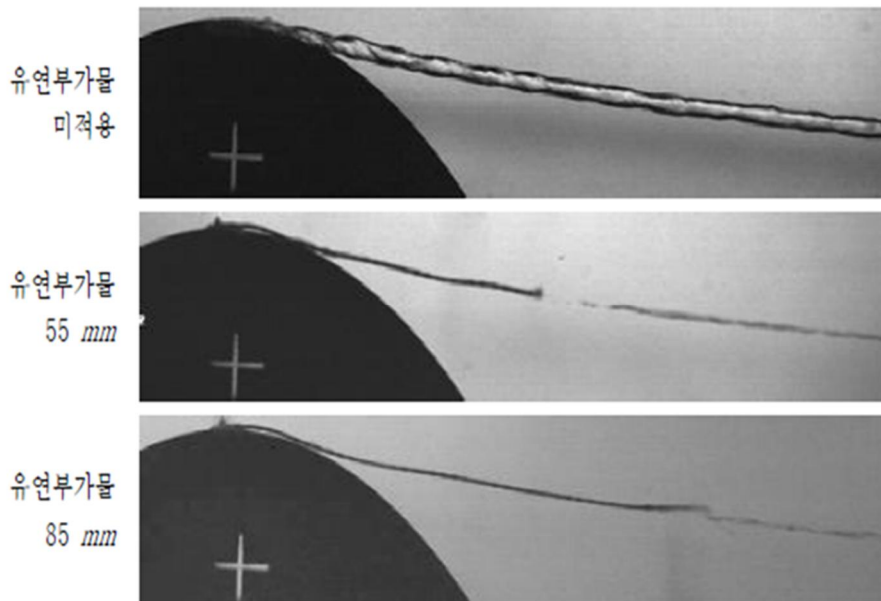
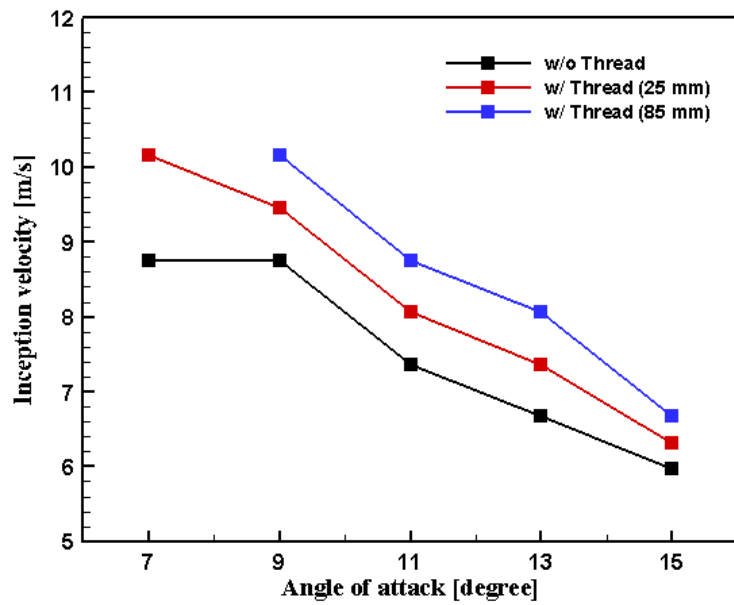


Figure 26 유연부가물 길이 별 캐비테이션 지연효과

고속카메라 관찰 결과 유연부가물의 길이가 길수록 날개 끝 캐비테이션의 지연 효과가 큰 것으로 나타났다. 이는 유연부가물 첫 단 부분의 거동은 보텍스 코어로 흡입되면서 no-slip wall에 의한 회전 유동을 지연시키는 효과를 주었고, 유연부가물의 말단은 보텍스 유동을 따라 회전 운동하면서 회전유동을 지연시키기 때문에 길이가 길수록 캐비테이션 지연 효과가 좋게 나타나는 것으로 생각된다.

3.2 균일 유동 계측을 통한 불확실성 해석

3.2.1 균일 유동 계측

	LDV	PIV	DP
Error(%)	0	-0.59	-4.5

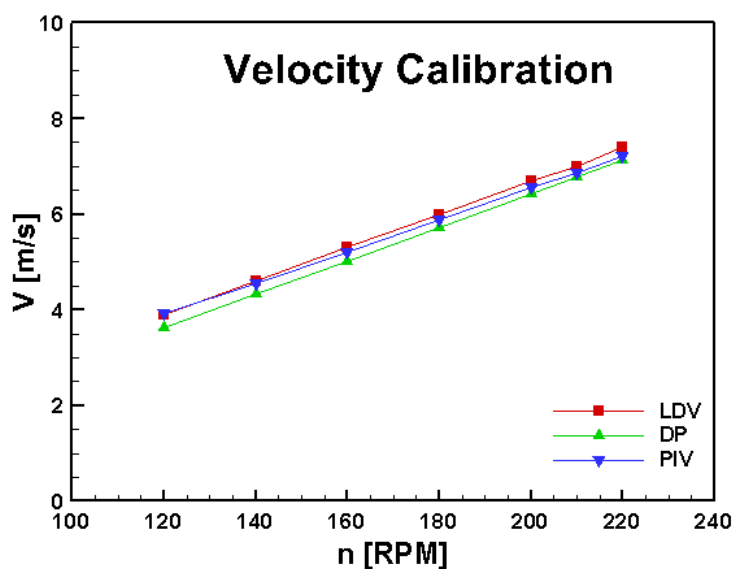


Figure 27 균일 유동 계측 시 터널 내 유속

균일 유동의 속도를 LDV, SPIV, 차압계를 이용하여 측정하였다. 측정 결과 상대적으로 균일 유동에 대한 불확실성이 작다고 알려진 LDV를 기준으로 SPIV는 0.59% 작게 계측되었다. 이는 무시할 만한

불확실성이라고 판단되어 본 실험에 사용된 SPIV 계측 시스템이 신뢰할 수 있다고 판단하였다. 또한 시험 시에 차압계를 이용하여 실시간으로 터널 내 유속을 측정하였으며, 그의 불확실성을 확인해보았다. 확인결과 LDV 대비 4.5%로 SPIV에 비해 상대적으로 큰 오차가 나타났다. 차압계는 터널 벽면에서 유속을 측정하므로 경계층 효과로 인해 상대적으로 유속이 작게 측정되었기 때문이라고 판단하였다. 그러나 LDV로 실시간 유속을 계측하기에는 구조적 어려움이 있어, 상대적으로 정확하다고 알려진 LDV를 기준으로 차압계 유속을 보정(Velocity correction)하여 실시간으로 터널 유속을 계측하였다.

3.2.2 모델 유무에 따른 균일 유동 계측

	PIV w/o model	PIV w/ model
Error(%)	0	-0.54

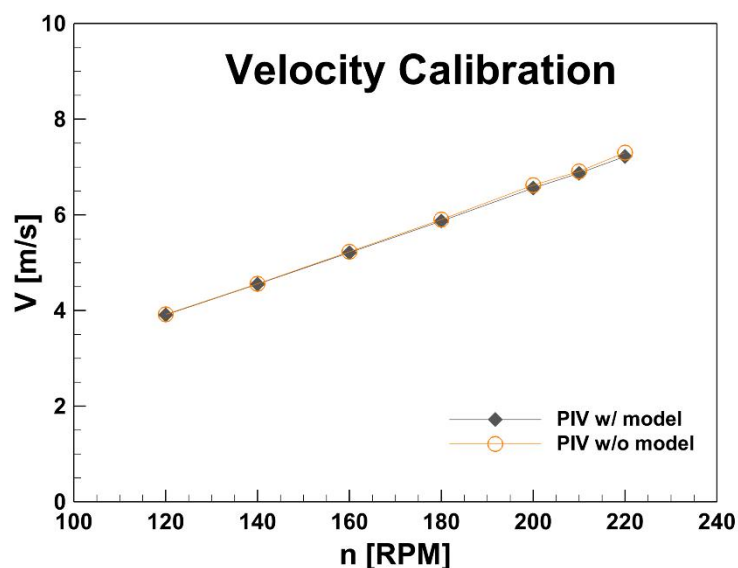


Figure 28 모델 유무에 따른 터널 내 유속

모델에 의한 터널 내 유속의 변화를 확인하기 위해 시험 모델이 있을 때와 없을 때를 나누어서 시험하였다. 모델이 있을 때의 후류가 모델이 없을 때의 후류보다 0.54% 작게 계측되었다. 이는 본 실험에서는 무시할 만한 오차라고 판단하였다.

3.3 SPIV 시험 결과

3.3.1 받음각 유무에 따른 후류 SPIV 시험 결과

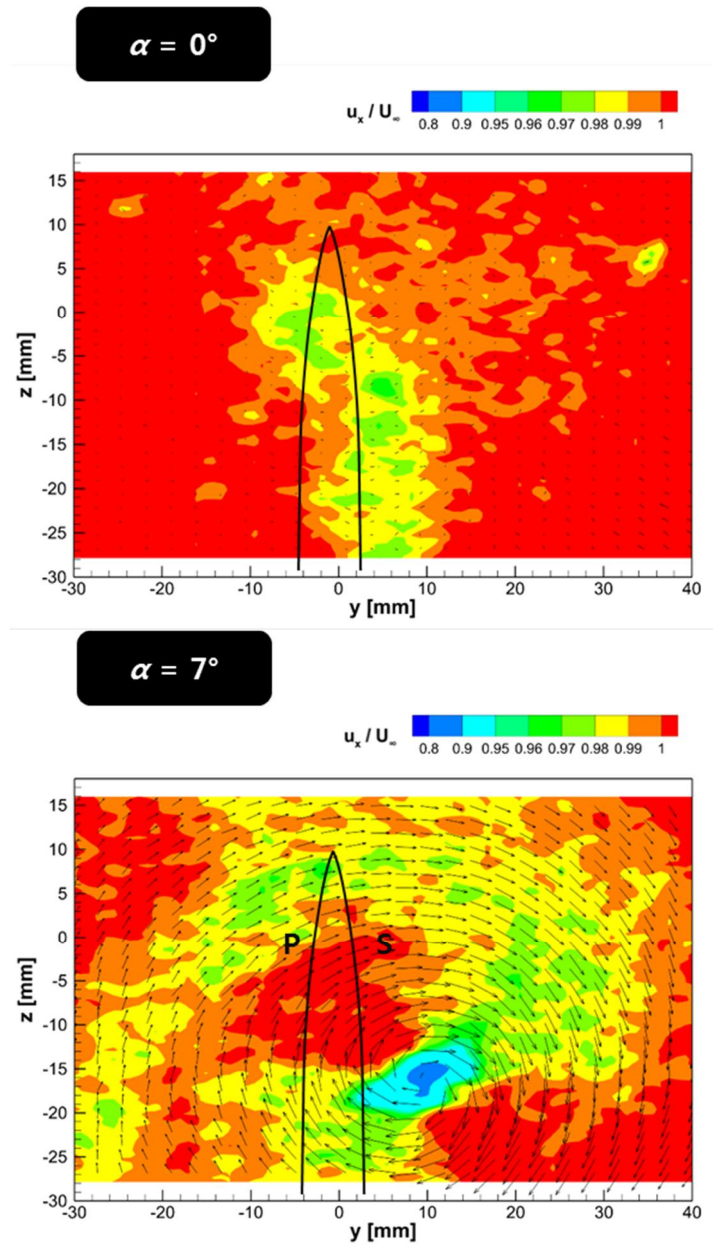


Figure 29 받음각 유무에 따른 후류 SPIV 시험 결과

Figure 29는 받음각 유무에 따른 후류 SPIV 시험 결과이다. 받음각이 없을 때에는 모델의 형상만큼 후류가 저항을 받아 모델의 형상대로 유속이 느려지는 것을 관측할 수 있었다.

받음각을 7도 주었을 때에는 날개 끝에서 시작된 날개 끝 보텍스 유동이 날개 끝에서 떨어져 나와 전체적인 유동을 회전시키고 있는 모습을 볼 수 있었다. 후류 또한 날개 단면들의 보텍스 유동에 의해 유기되어 회전하는 형상을 보였다.

3.3.2 유연 부가물 길이 별 후류 SPIV 시험 결과

$$(\alpha = 7^\circ, U_\infty = 3.9 \text{ m/s}, x/C = 4)$$

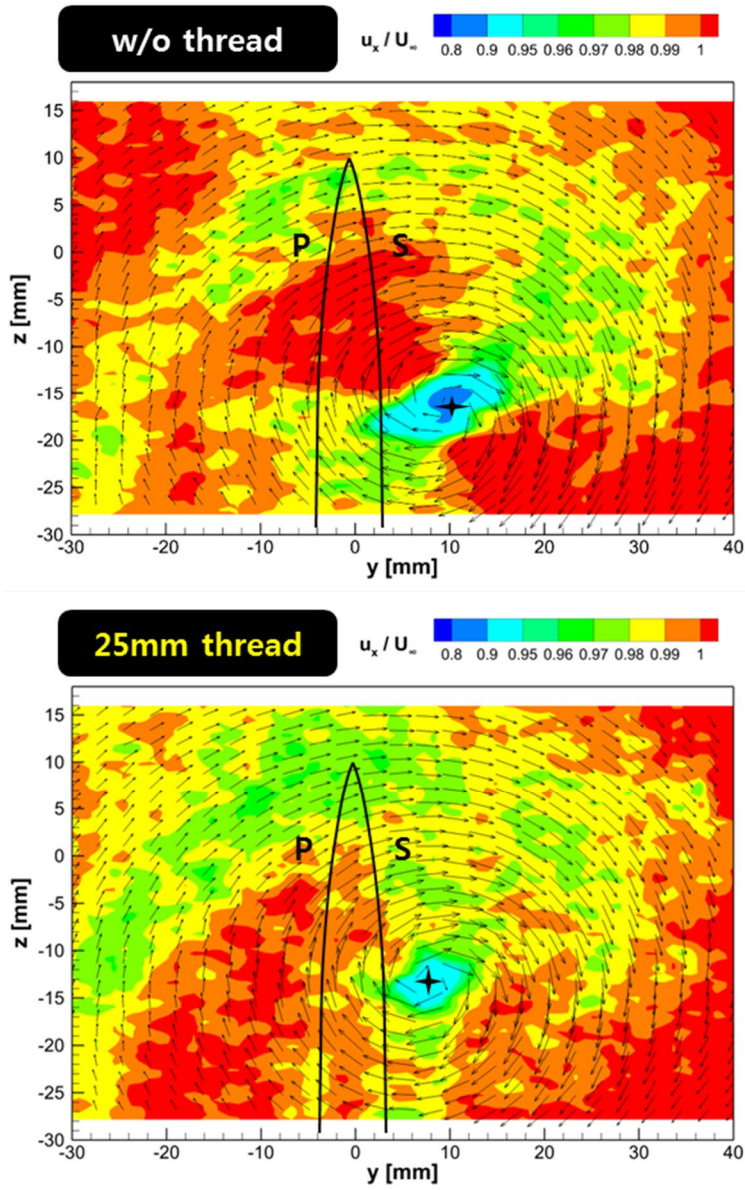


Figure 30 유연부가물 길이 별 후류 SPIV 시험 결과 (w/o, 25mm 유연부가물)

$$(\alpha = 7^\circ, U_\infty = 3.9 \text{ m/s}, x/C = 4)$$

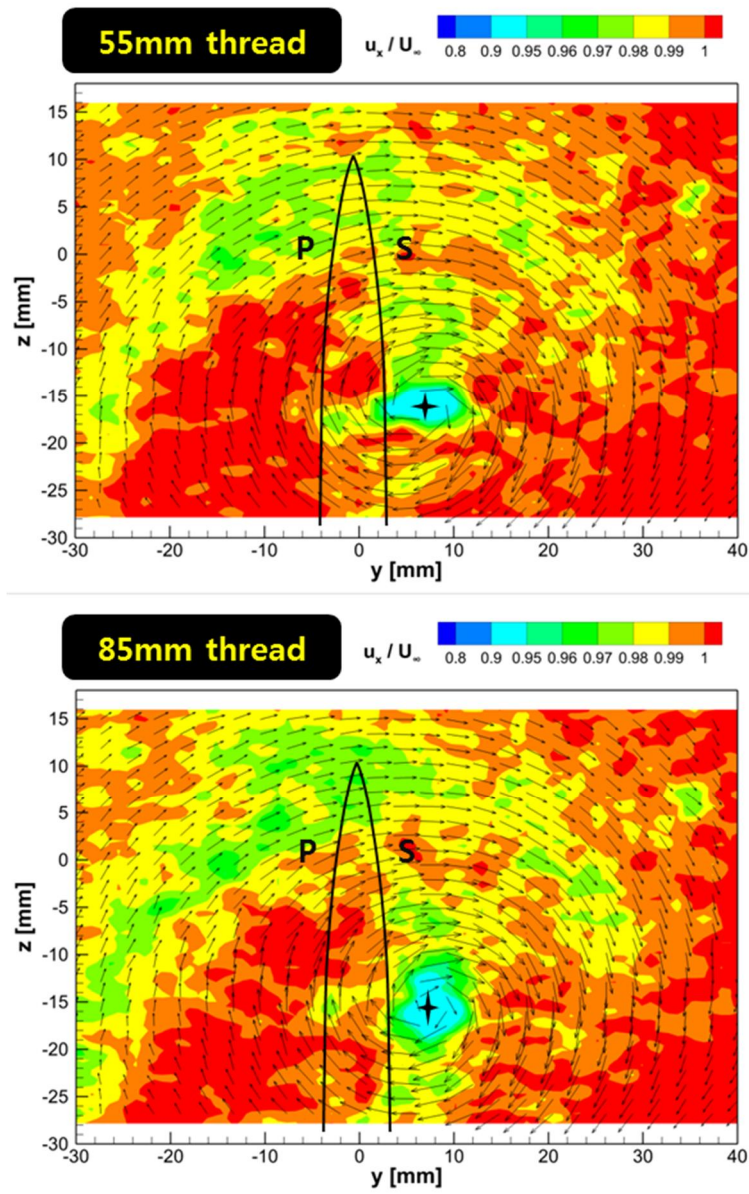


Figure 31 유연부가물 길이 별 후류 SPIV 시험 결과 (55mm, 85mm 유연부가물)

Figure 30과 31은 유연 부가물의 부착 유무와 길이 별 후류 SPIV 시험 결과이다. P로 표시된 부분은 압력면을 뜻하고, S로 표시된 부분은 흡입면을 뜻한다. 속도 벡터장은 전체적으로 비슷한 양상을 보였다. 그러나 $\sqrt{V_x^2 + V_y^2}$ 의 값이 최소가 되는 지점을 보텍스 중심으로 정의했을 때(오정근, 2006), 유연부가물이 부착된 경우, 3mm정도 날개 쪽으로 보텍스 중심이 이격되었음을 확인할 수 있었다. 또한 유연 부가물이 부착되었을 때의 보텍스 중심에서의 후류방향 속도가 증가하였다. 이는 회전운동이 감소하면서 운동량보존에 의해 후류 방향 속도가 증가한 것으로 이해할 수 있다.

3.3.3 데이터 후처리 방법

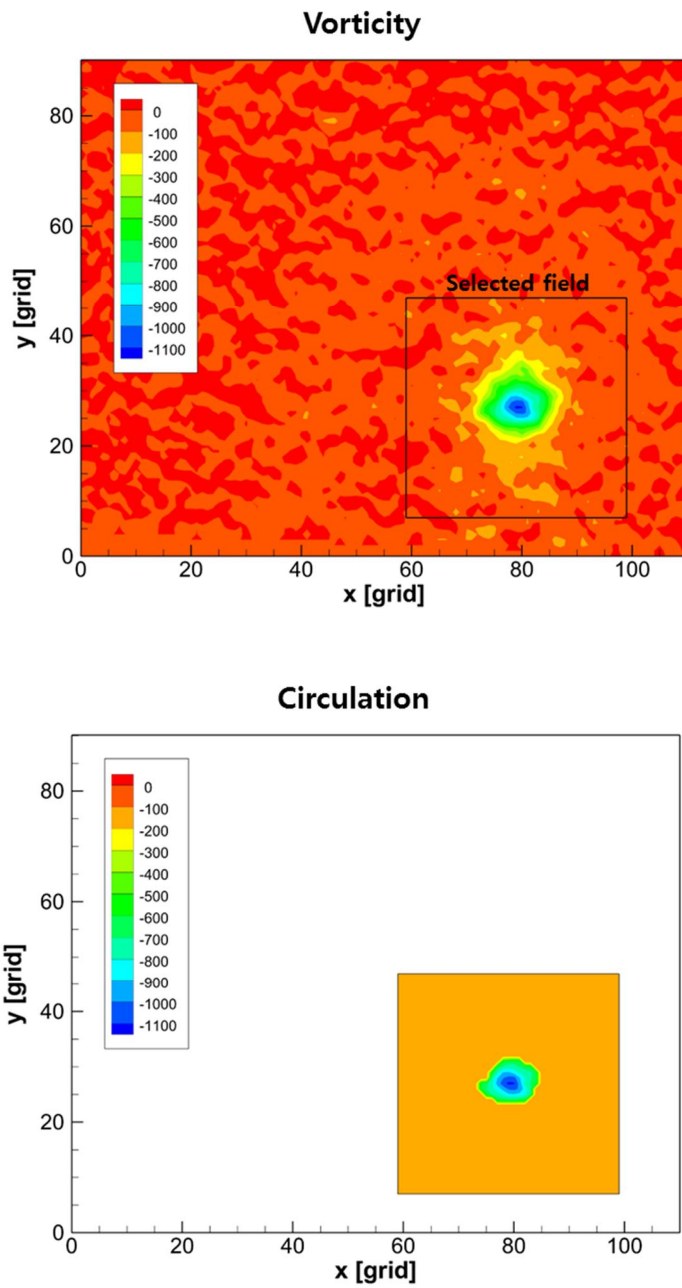
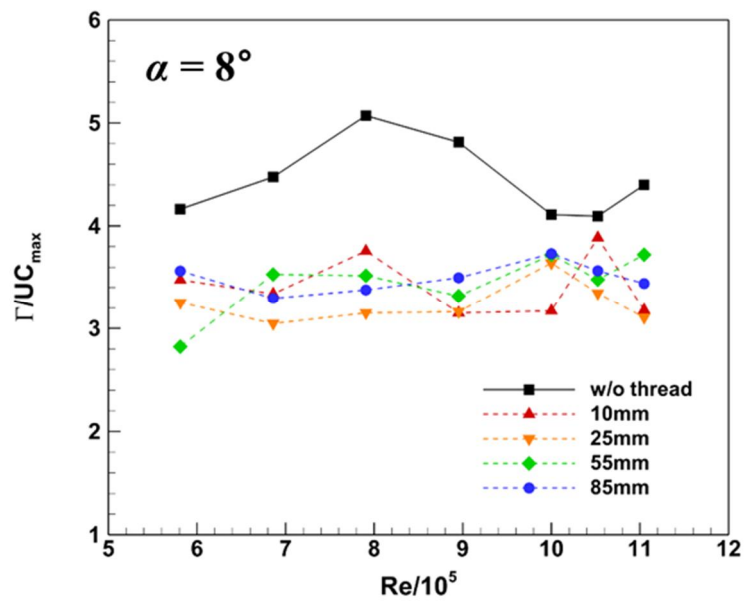
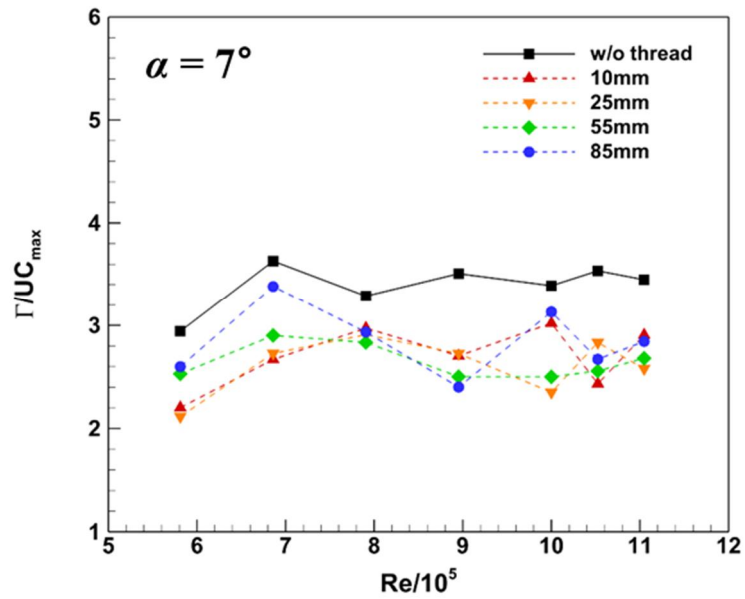


Figure 32 데이터 후처리 시 탐색영역 설정

SPIV 해석에 따라 추출된 속도장을 미분하여 와도장을 구하였다. 취득한 데이터를 미분하면 상대적으로 불확실성이 증가할 수 밖에 없는 문제가 발생한다. 이를 해결하기 위한 여러가지 방법들이 사용되고 있는데, 해상도가 더 높게 데이터를 취득하여 미분 값의 크기를 비교적 정확히 얻는 방법과 미분한 속도장을 다시 적분하여 해결하는 방법이 있다. 제한된 실험 환경에서 해상도를 높이지 않고 미분된 데이터를 이용하여 와도장의 크기를 비교는 경우 일정 영역을 적분하여 순환(Circulation)의 크기를 비교하는 방법이 이용된다.(Krish, 1998) 반경 별로 적분을 여러 번 수행하여, 순환의 크기에 대한 기울기가 변하는 지점을 보텍스 반경이라고 정의되기도 하였다.(Michael, 2015) 최근에는 Tomographic PIV가 발달함에 따라 정규화된 헬리시티(Normalized helicity)를 이용하여 보텍스 중심을 구할 수 있게 되었다.(Jiang, 2002) 따라서 적분 영역을 선택하여야 하는데, 본 연구에서는 취득한 SPIV 시험 결과로부터 속도장을 미분하여 와도장을 구하였고, 최대 와도를 가지는 격자를 보텍스 중심으로 정하였다. 그 후 최대 와도값의 50% 크기를 갖는 지점까지를 적분하여 이를 보텍스 중심의 영역으로 정의하였다. 또한 와도의 값을 같은 지점까지 적분하여 순환(Circulation)의 크기를 구하였고 이를 보텍스의 세기로 정의하였다. 또한 보텍스 중심에서 후류 방향 속도를 구하여 비교하였다.

3.3.4 SPIV 시험 결과 - 유속에 따른 순환(Circulation) 변화



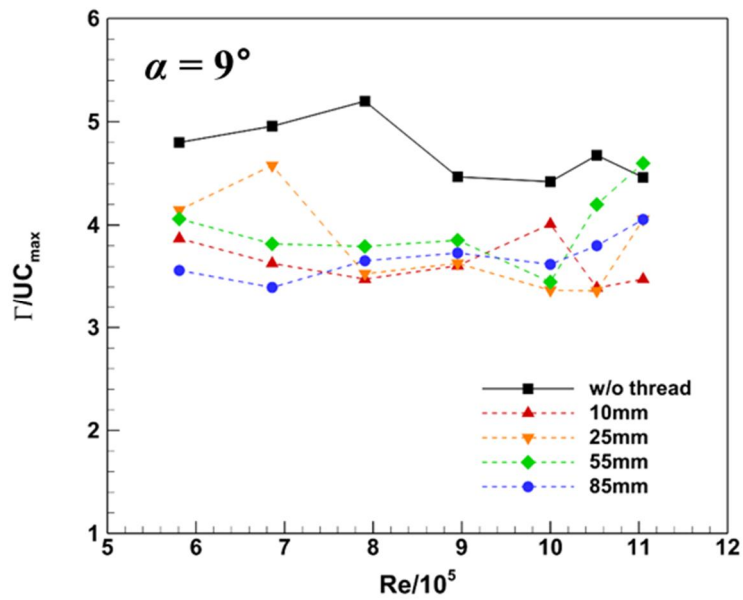
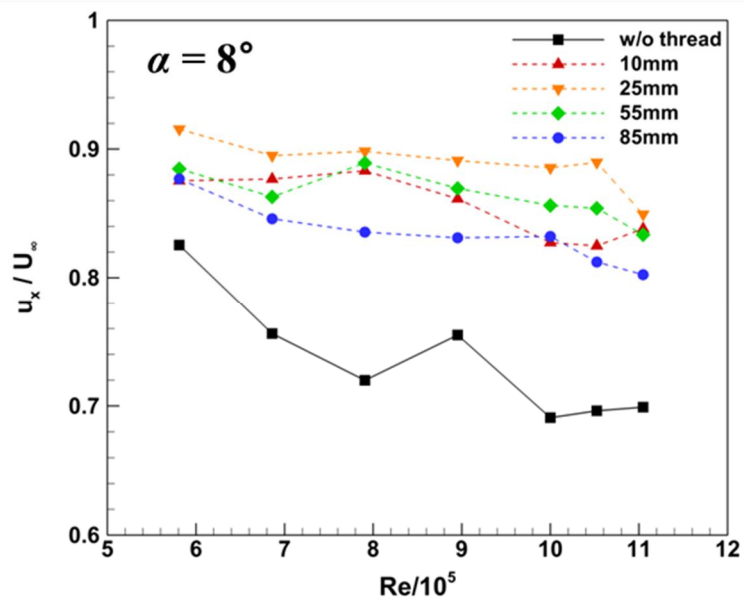
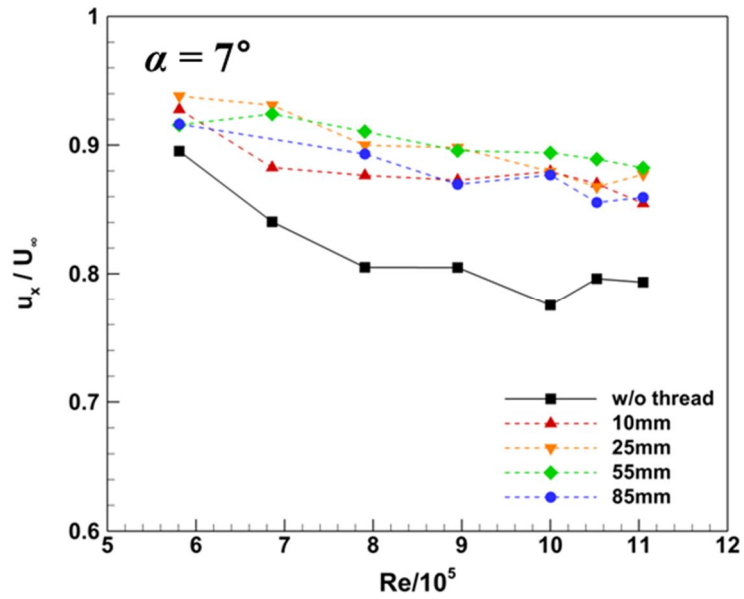


Figure 33 유속에 대한 순환의 크기 비교 그래프

Figure 33의 그래프는 각각 받음각 7, 8, 9 도에 대하여 유속에 대한 순환의 크기를 나타낸다. 유연부가물이 적용되었을 경우가 순환의 크기가 상대적으로 크게 나타나는 것을 확인할 수 있다. 이는 유연부가물이 회전유동을 감소시켜 순환의 크기를 감소시키고 있다는 사실을 유동적인 관점에서 확인할 수 있는 결과이다.

3.3.5 SPIV 시험 결과 - 유속에 따른 보텍스 중심부의 후류 방향 속도 변화



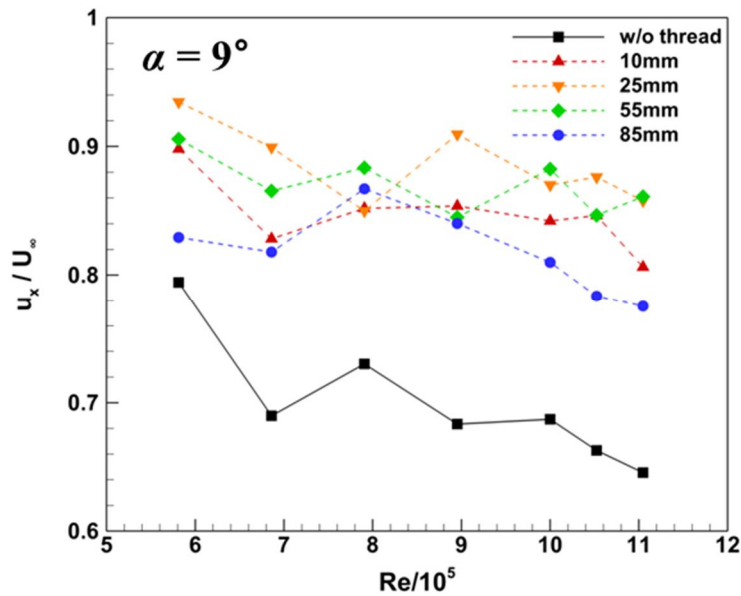
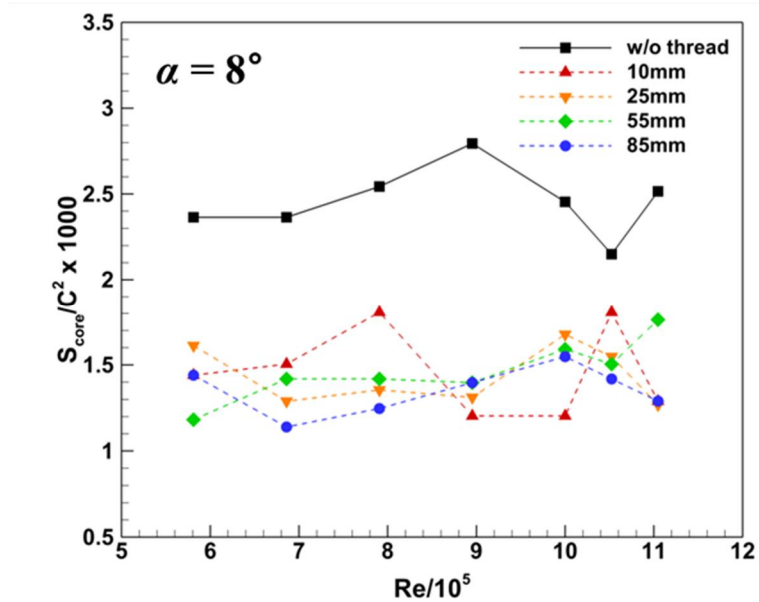
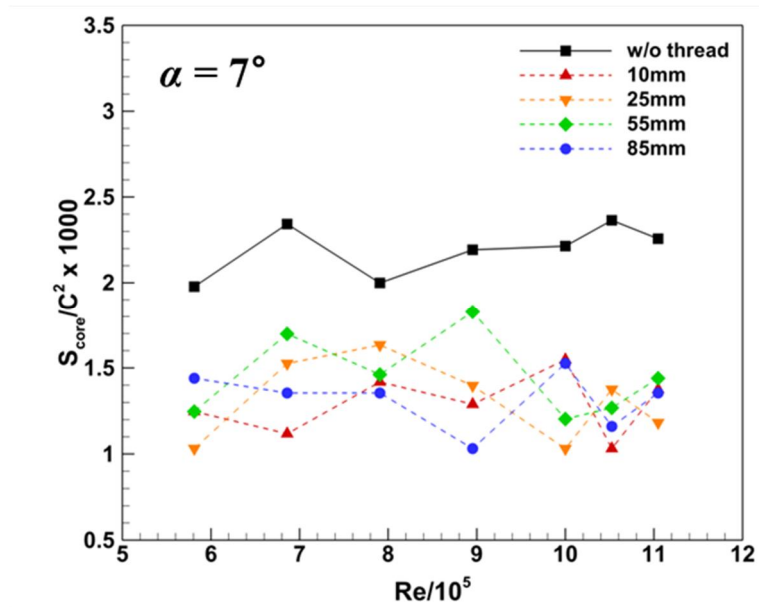


Figure 34 유속에 대한 보텍스 중심에서의 후류 방향 속도 비교 그래프

Figure 34은 받음각 7, 8, 9 도에 대하여 유속에 대한 보텍스 중심에서 후류 방향 속도를 보여준다. 보텍스 중심은 와도가 가장 큰 지점을 중심으로 정의하였다. 유연부가물을 적용하였을 때, 후류으로 유속이 커지는 것을 확인할 수 있었다. 이를 통하여 유연부가물에 의해 회전 유동이 감소하면서 잉여운동량이 후류 방향 속도를 증가시키는 것으로 생각된다.

3.3.6 SPIV 시험 결과 - 유속에 따른 보텍스 중심부 면적 변화



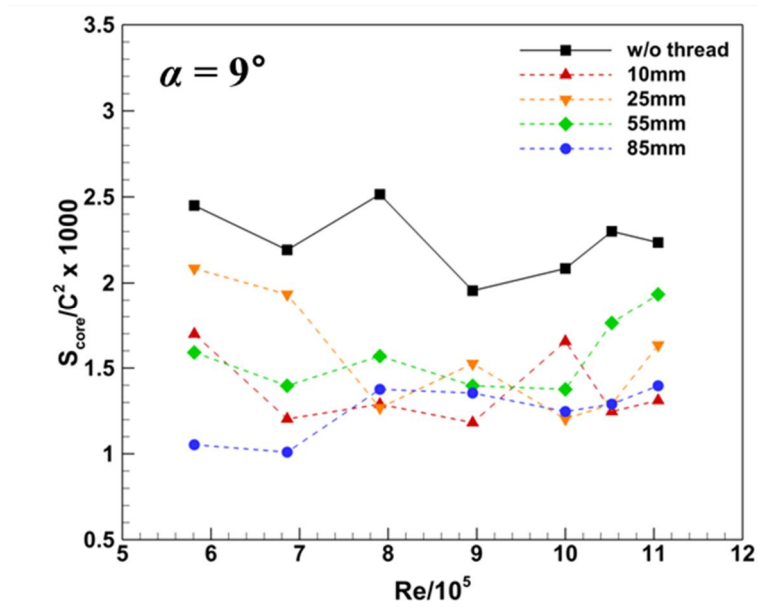


Figure 35 유속에 따른 보텍스 중심부 면적 비교 그래프

Figure 35는 받음각 7, 8, 9 도에 대하여 유속에 대한 보텍스 코어 면적을 비교한 그래프이다. 보텍스 코어 영역은 최대 와도 크기의 50% 영역까지의 넓이를 적분하여 구하였다. 유연부가물을 적용했을 때, 보텍스 코어의 영역이 감소하는 것을 확인할 수 있었다. 이는 유연부가물이 상대적으로 큰 와도에 대한 기울기를 만들어내고 있음을 말한다.

4. 결론

본 연구에서는 유연부가물의 캐비테이션 지연효과를 확인하기 위해 고속카메라를 통한 캐비테이션 관측 실험을 수행하였고, 또한 유연부가물에 의한 후류 와류유동에 대하여 알아보기 위해 stereo PIV 시험을 수행하였다.

고속카메라 관찰을 통해 유연부가물에 의한 캐비테이션 지연 효과를 확인하였으며, 길이 별 영향을 관찰하였다. 후류 stereo PIV 시험 결과를 통해 유연부가물이 없을 때에는 보텍스 코어에서의 후류 방향 유속이 느려지고 순환의 크기가 증가하는 것을 확인할 수 있었다. 이는 유연부가물이 부착되었을 때 회전 유동 성분이 줄어들고 잉여 운동량이 후류 방향 유속의 증가로 이어졌음을 뜻한다. 이를 Rankine vortex 모델에 적용시켜 보았을 때, 유연부가물에 의해 보텍스 코어 중심에서의 압력 강하가 줄어든다는 것을 알 수 있었다. 압력 강하가 줄어들고 이는 캐비테이션의 초생을 지연시키는 것으로 판단하였다. 이를 통해 유연부가물에 의해 유동장에 어떤 영향을 미치는지 이해할 수 있는 자료를 실험적으로 제공하였다.

추후 연구과제로서 다양한 종횡 비와 날개 끝 모양의 변형을 통

한 매개변수의 영향을 이해하기 위한 연구가 필요하다고 생각된다.
또한 유연부가물과 유동의 상호작용을 알기 위해서 tomographic
PIV의 적용이 필요하다.

5. 참고문헌

- [1] Arndt, R. E. A (1991), "Some Observations of Tip Vortex Cavitation" *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 229, pp. 269-289
- [2] Chesnakas, C.J. , Jessup, S.D. (1998), "Cavitation and 3-D LDV Tip-Flow filed Measurements of Propeller 5268", *CRDKNSWC/HD-1460-02* , Carderock Division, Naval Surface Warfare Center.
- [3] Chow J.S., Zilliac G.G., Bradshaw, P. (1997), "Mean and Turbulence Measurements in the Near Field of a Wingtip Vortex." *AIAA journal.*, Vol.35, No.10. pp. 1561-1567
- [4] Fruman, D.H., Durge, C., Pauchet, A., Cerrutti, P., Briancon Marjolet, L. (1992), "Tip Vortex Roll-up and Cavitation" , *Proc. 19th Symp. Naval Hydro.*, Seoul, Korea.
- [5] Schlichting H., Klaus G., (1987), "Boundary-Layer Theory", Springer Science & Business Media
- [6] Higuchi, H., Rogers, M.F, Arndt, R.E.A. (1989), "Characteristics of Tip Cavitation Noise" , *Journal of Fluids Engineering*, Vol.111 pp.495-501
- [7] Jiang, M., Machiraju, R. and Thompson, D., (2002) "A novel

approach to vortex core region detection", *Joint Eurographics-IEEE TCVG Symposium on Visualization*, pp.217-225

[8] Krish P. T., Armin W. T. (1998), "On the use of Various Contour Shapes for Evaluating Circulation from PIV data" *Proc, 13th Australasian Fluid Mechanics Conference*, Dec 13-18

[9] 이창섭, 한재문, 김진학, 안병권 (2010), "물 분사를 이용한 프로-날개 끝 보오텍스 캐비테이션 제어", *대한조산학회 논문집*, pp.770-775.

[10] Maines, B. H., Arndt, R. E. A. (1993), "Bubble Dynamics of Cavitation Inception in a Wing Tip Vortex", *Proc, ASME Cavitation and Multiphase Flow Forum*, USA, NY. June 6-8

[11] Michael H.K., Richard S.M., Matthew J.W., Brian E., David W.D., (2015), "Measurements of Loading and Tip Vortex Due to High-Reynolds Number Flow Over a Rigid Lifting Surface" *AIAA Journal of Fluids Engineering*, Vol.137,

[12] 오정근 (2006), "정규상호상관도를 이용한 입체 입자영상유속계 (SPIV) 알고리즘 개발과 적용" *서울대학교 박사학위 논문*

[13] Platzer, G.P., Souders, W.G. (1979), "Tip Vortex Cavitation Delay

with Application to Marine Lifting Surfaces", *DTNSRDC Technical Report 79/051*

[14] Raffel, M., Willert, C.E., Kompenhans, J., (1998), "Particle Image Velocimetry – A practical Guide", Springer Science & Business Media

[15] Ramaprian, B.R., Zheng, Y., (1997), "Measurements in Rollup Region of the Tip Vortex From a Rectangular Wing," *AIAA journal*, Vol.35, No.12. pp. 1837-1843.

[16] Park, S.I., Lee, S.J., You, G.S., Suh, J.C. (2014), "An Experimental Study on Tip Vortex Cavitation Suppression in a Marine Propeller", *Journal of Ship Research*, Vol. 58, pp.157-167

[17] Timothy A.J., Virendra C.P. (1993), "Skin-Friction Topology over a Surface Mounted Semi-Ellipsoidal Wing at Incidence", *AIAA journal*, Vol. 31, No. 10. pp. 1842-1849

[18] Yakushiji, R. (2009), "Mechanism of Tip Vortex Cavitation Suppression by polymer and water injection" *University of Michigan Doctoral thesis*

Study of vortex characteristics with SPIV measurement of the wake of a three dimensional wing with a flexible adduct

Shin, Jin–Woo

Abstract

Tip vortices induced by a marine propeller have been a concern for navy surface ships and submarines because of their ability to evade detection. In previous studies, a flexible thread was found to be effective to alleviate the strength of the vortices from the propeller tip. The flexible thread attached at the propeller tip can be sucked into the low-pressure region closer to the vortex core, thus effectively suppressing the

occurrence of tip vortex cavitation. This study aims to better understand the effects of the flexible thread on tip vortex cavitation suppression. For doing that, a three-dimensional wing was placed in the cavitation tunnel at the Seoul National University. Tip vortex cavitation inception was visually observed using High Speed Camera of the wing, and wake flows behind the wing were measured using stereoscopic

particle image velocimetry (SPIV). These laboratory-scale experiments provided evidence about the weakening of the vortical flows and the suppression of tip vortex cavitation. The tip vortices from the wing with the flexible thread appeared to relatively quickly lose their strength at distances.

Keyword : tip vortex cavitation, flexible thread, stereo PIV, high speed camera, 3-D elliptic wing

Student number : 2015-22865